

球面收敛二元矢量喷管 气动及红外特性研究:模拟地面状态

季靖远¹, 张靖周^{1,2}, 单 勇¹, 征建生¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 采用数值模拟方法对涡扇发动机排气系统球面收敛二元矢量喷管的气动和红外辐射特性进行了研究,研究仅针对地面状态和俯仰偏转. 结果表明:俯仰偏转角在小于 20° 范围内,俯仰偏转对排气系统推力系数和总压恢复系数的影响微弱,气动推力矢量角与俯仰偏转角几乎相等;由于气体的容积性热辐射特征,喷管俯仰偏转角的变化引起高温喷流红外辐射的方向性变化明显,喷管俯仰偏转时的热喷流在 3~5 μm 波段红外辐射呈现一定幅度的增加;排气系统在 3~5 μm 波段的红外辐射峰值随俯仰偏转角的增加而趋于减小,其出现位置小于俯仰偏转角;在大的俯仰偏转角下,排气系统在垂直探测平面上方的红外辐射较无矢量偏转情形有所降低,但在探测面下方却有明显的增强,导致另一个峰值的出现.

关 键 词: 排气系统; 球面收敛二元矢量喷管; 俯仰偏转; 气动特性; 红外辐射

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Investigation on aerodynamic and infrared characteristics of spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle: simulating ground status

JI Jing-yuan¹, ZHANG Jing-zhou^{1,2}, SHAN Yong¹, ZHENG Jian-sheng¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical investigation was performed to study the aerodynamic and infrared performances of spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle adopted in turbofan engine exhaust system, only the ground status simulation and pitch deflection were taken into consideration. Results showed that, the pitch deflection had a very weak impact on the thrust coefficient and total pressure recovery coefficient of exhaust system when the pitch deflection angle was less than 20 degree. The aerodynamic thrust vectoring angle was nearly the same as the pitch deflection angle. Due to the feature of volumetric thermal radiation of gas, the variation of nozzle pitch deflection angle resulted in significant change of infrared radiation directionality of hot plume. The infrared radiation of hot plume in 3-5 μm band was

收稿日期:2015-05-13
作者简介:季靖远(1990—),男,硕士生,主要从事航空动力系统研究.

引用格式:季靖远,张靖周,单勇,等.球面收敛二元矢量喷管气动及红外特性研究:模拟地面状态[J].航空动力学报,2017,32(3):614-620. JI Jingyuan,ZHANG Jingzhou,SHAN Yong,et al. Investigation on aerodynamic and infrared characteristics of spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle: simulating ground status[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(3):614-620.

also increased within a certain scope in relation to the no-vectoring case. With respect to the total infrared radiation of exhaust system in $3-5\mu\text{m}$ band, the peak infrared radiation intensity decreased as the pitch deflection angle increased. The detecting angle corresponding to the peak infrared radiation intensity was smaller than the pitch deflection angle. Under a big pitch deflection angle, the total infrared radiation of exhaust system viewed from top in the vertical plane was lower than that of no-vectoring case. However, the total infrared radiation of exhaust system viewed from bottom in the vertical plane was higher than that of no-vectoring case, resulting in a secondary peak value.

Key words: exhaust system; spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle; pitch deflection; aerodynamic characteristics; infrared radiation

球面收敛二元矢量喷管是一种混合式轴对称/非轴对称推力矢量喷管,它利用球形结构取代常规二元喷管圆形矩形的过渡段,不仅缩短了过渡段长度,而且易于通过球面铰链实现调节片二元喷管的俯仰和偏航控制,是一种先进的多功能二元矢量喷管结构,在 IHPTET (Integrated High Performance Turbine Engine Technology) 计划中已得到验证^[1-2]。

国内外研究人员针对球面收敛二元矢量喷管开展了一系列的气动性能研究^[3-7],Meyer 和 Maclean^[3]以及 Wing^[4]通过模型试验对球面收敛二元矢量喷管进行了内流特性测量,研究了喷管落压比、喉部宽高比和矢量角对喷管流场的影响;郑礼宝和张靖周^[5]用红外热像仪对球面收敛二元矢量喷管热射流特征进行了研究;宋洁和王强^[6]、王宏亮等^[7]利用数值模拟手段研究了球面收敛二元矢量喷管的内流气动性能。

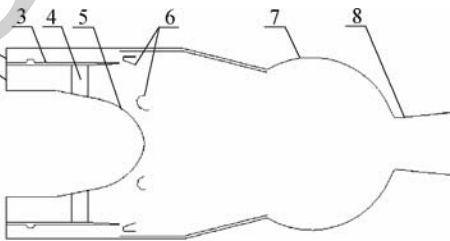
矢量喷管不仅对飞行器机动性能有重要的影响,其隐身性能研究也是发展高性能矢量推力喷管的一个重要研究内容^[8]。相对于其他结构形式的喷管(如轴对称收扩喷管、二元喷管、引射喷管)而言^[9-13],针对球面收敛二元矢量喷管的红外辐射特性研究还很缺乏。王宏亮等^[14]数值研究了喉部宽高比、下俯和偏航矢量作动角等结构参数对球型收敛调节片喷管后半球红外辐射空间分布的影响规律,研究局限在缩比模型且均未考虑内外涵道气流混合。本文针对涡扇发动机全尺寸结构参数和地面状态参数,通过数值计算研究,分析俯仰作动对球面收敛二元矢量喷管气动及红外辐射特性的影响。

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

本文的研究建立在涡扇发动机排气系统全尺

寸模型基础之上,如图 1 所示。内涵高温燃气流经由涡轮后支板和火焰稳定器,在尾喷管进口段与外涵低温气流掺混,再经过球面收敛段和调节片扩张段排出。从内外涵进口至喷管出口的长度约为 2.45 m,外涵进口面积为 0.23 m^2 ,内涵进口面积为 0.32 m^2 ;喷管喉部截面宽为 0.81 m,高为 0.28 m;二元喷口宽为 0.81 m,高为 0.34 m,上下扩张角均为 5.7° 。喷管的矢量作动是通过球面铰链整体偏转实现的,本文主要研究俯仰矢量偏转,如图 2 所示,偏仰偏转角 α 限制在下俯 20° 以内。



1 内涵;2 外涵;3 混合器;4 支板;5 中心锥;
6 火焰稳定器;7 球面收敛段;8 喷管扩张段

图 1 球面收敛二元矢量喷管排气系统示意图
Fig. 1 Schematic of spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle exhaust system

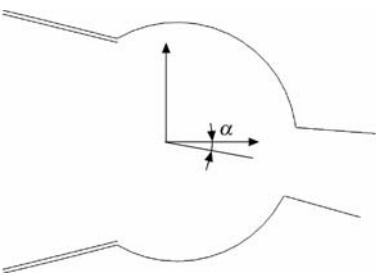


图 2 喷管矢量偏转示意

Fig. 2 Schematic of nozzle vectoring deflection

1.2 计算方法

流场计算采用 Fluent-CFD 软件,考虑燃气

与固体壁面间的辐射换热,在 Fluent 软件中选用了离散坐标(DO)辐射模型,所有壁面的发射率均设为 0.7.

计算采用的边界条件如下:内涵和外涵进口均采用质量流量进口,内涵燃气主流进口的质量流量为 130 kg/s,总温为 1140 K;外涵气流进口的质量流量为 30 kg/s,总温为 470 K. 由于喷管出口处的压力并不是外界大气压力,且出口截面流动并未充分发展,所以在喷管出口外选取一个足够大的区域作为外场,外场边界设定为外界大气压力,外场边界为压力出口,在模拟地面状态时取环境压力为 101 325 Pa,环境温度为 289 K. 固体壁面采用无滑移固壁边界条件.

在计算时加入了组分输运模型以确定排气系统的气体组分分布. 假设喷管内涵入口气体为完全燃烧的燃气,成分主要是氮气、二氧化碳和水蒸气,质量分数分别为 0.706,0.209,0.085;外涵入口气体为空气,成分主要为氧气和氮气,质量分数分别为 0.233,0.767.

采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型、近壁区采用标准壁面函数^[14]进行湍流流场分析. 流动传热控制方程采用 2 阶迎风差分格式离散,压力与速度耦合采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equation)算法,各变量的收敛精度均设为 10^{-6} .

计算网格划分采用 Gambit 软件,在邻近中心锥、火焰稳定器和喷管球面收敛段等结构较为复杂的计算区域,采用非结构化网格,其余部分采用结构化网格. 进行网格独立性试验,采用 250 万的网格数.

排气喷管红外辐射计算采用正反射线踪迹法,详细的计算方法参见文献[15]. 其基本原理是从探测点发射光线,经过跟踪和反向接收,统计所有对测点有红外辐射贡献的光束信息,并通过求解能量辐射输运方程,从而确定排气系统的喷管壁和尾焰所发出的红外辐射强度的大小.

本文红外辐射计算只针对 $3\sim5\text{ }\mu\text{m}$ 波段. 由于喷管的扩张段是二元的,因此在喷管进行俯仰矢量作动时,需要从两个正交的方向放置探测点. 如图 3 所示,探测点分布在喷管水平和垂直对称面内的圆弧上,探测距离为 60 m. 0° 探测角正对排气系统轴线,在水平方向考虑到喷管的对称性,探测角 β 为 $0^\circ\sim90^\circ$,而垂直方向则需要考虑 $-90^\circ\sim90^\circ$ 的探测范围. 红外传输过程不考虑大气的衰减作用.

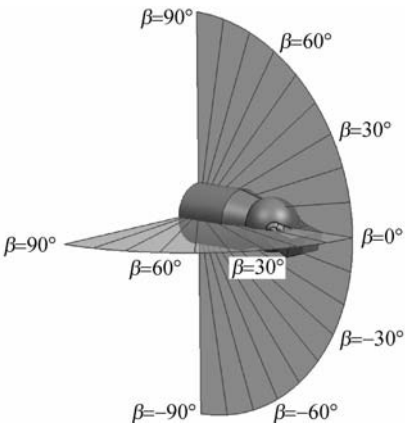


图 3 红外辐射探测点的空间分布示意图
Fig. 3 Schematic of spatial distribution of thermal radiation monitor point

2 气动性能计算结果与分析

图 4 为无俯仰偏转和俯仰偏转角为 10° 时,喷管出流的马赫数分布. 在喷管不发生俯仰偏转时,球面收敛段两侧的低速区呈现出对称的分布特

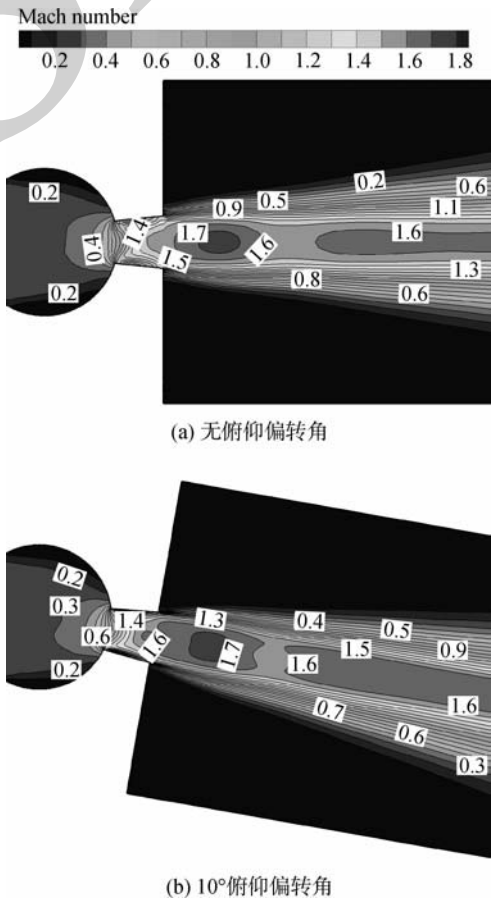


图 4 俯仰偏转角对马赫数的影响
Fig. 4 Effect of pitch deflection angle on Mach number

征;而当喷管发生俯仰偏转时,球面收敛段上侧壁面附件的低速区范围扩大,下侧壁面附近的低速区范围缩小.由于喷管出口为欠膨胀状态,气流在喷管出口下游继续加速,形成交替的膨胀压缩波节,尾喷流发展中存在两个明显的马赫数盘.对比而言,喷管的俯仰偏转对喷流的流动结构影响主要体现在方向性上,喷流沿喷口法向的流动与无矢量偏转喷管下游流场基本相同.

对于排气系统而言,总压恢复系数、推力系数和气动推力矢量角等是反映矢量喷管排气系统气动性能的主要参数.针对考虑内、外涵进气的排气系统,它们分别定义如下:

总压恢复系数 σ

$$\sigma = \frac{\dot{m}_{out} p_{out}}{\dot{m}_{in1} p_{in1} + \dot{m}_{in2} p_{in2}} \tag{1}$$

喷管推力系数 C_f

$$C_f = F/F_i \tag{2}$$

气动推力矢量角 δ_p

$$\delta_p = \arctan(F_y/F_x) \tag{3}$$

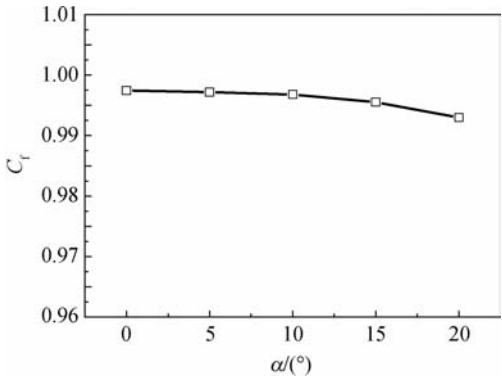
其中水平推力 F_x 和垂直推力 F_y 分别为

$$F_x = \dot{m}_{out} U_x + (p_e - p_a) A_e \sin \alpha \tag{4}$$

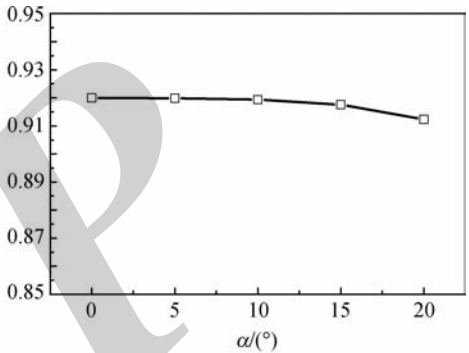
$$F_y = \dot{m}_{out} U_y + (p_e - p_a) A_e \cos \alpha \tag{5}$$

式(1)~式(3)中, p_{out} , p_{in1} 和 p_{in2} 分别是喷管出口和内、外涵进口的质量平均总压值; $\dot{m}_{out}$, $\dot{m}_{in1}$ 和 $\dot{m}_{in2}$ 则是相应的平均质量流量; U_x 和 U_y 分别时喷管出口截面的喷流水平速度和垂直速度, F 是喷管实际推力, F_i 是通过一维等熵公式计算出的理论推力; A_e 为喷管出口截面的面积; p_e 为出口截面的静压, p_a 为环境的静压.

图 5 显示了球面收敛二元矢量喷管俯仰偏转角对其气动性能的影响.从图 5(a)中可以看出,俯仰偏转角在小于 20° 范围内,气动推力矢量角与喷管的俯仰偏转角几乎相等,表明喷管发生矢量几何偏转时,喷管的推力矢量方向将完全符合



(b) 推力系数



(c) 总压恢复系数

图 5 俯仰偏转对排气系统气动性能的影响

Fig. 5 Effect of pitch deflection angle on aerodynamic performances of exhaust system

其变化规律.从图 5(b)和图 5(c)看出,在模拟地面状态下,无矢量偏转时喷管的推力系数接近于 1,由于考虑到内、外涵气流之间的掺混损失、加力燃烧室内的火焰稳定器等带来的额外影响,排气系统的总压恢复系数仅为 0.92.比较而言,排气系统的推力系数和总压恢复系数随俯仰偏转角的变化非常微弱.

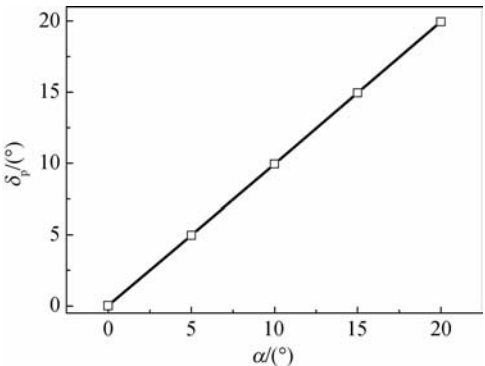
3 红外辐射特性计算结果与分析

球面收敛二元矢量喷管排气系统的红外辐射源主要有尾喷流以及包括中心锥、火焰稳定器和喷管壁面等在内的高温可视壁面.

为叙述方便,本文将红外辐射强度无量纲化(记为 I_r),以无矢量偏转时排气系统热喷流或总红外辐射强度的最大值为基准分别定义热喷流或总红外辐射强度相对比.

3.1 热喷流红外辐射

图 6 是水平和垂直方向探测的热喷流在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射分布图.在水平探测面上,热喷流的红外辐射呈现对称性,如图 6(a)所示.注意到,无矢量偏转时热喷流红外辐射的峰值出



(a) 气动推力矢量角

现在 $\pm 15^\circ$ 探测方向,呈现类似于“梨形”的分布.在小的俯仰偏转角下,热喷流红外辐射分布依然具有“梨形”的特征,峰值红外辐射出现的角度略有增大,在 $\pm 15^\circ$ 探测范围内的红外辐射强度高于无矢量情形;随着俯仰偏转角增加至 20° ,正后向 0° 探测方向的热喷流红外辐射较无矢量偏转提高了约30%，“梨形”分布的特征趋于消失.在垂直探测平面,热喷流辐射出现非对称的“梨形”分布,如图6(b)所示.峰谷随着俯仰角的变化而偏移,基本对应于喷管的俯仰偏转角.

气体热辐射属于容积辐射,喷流喷射方向的变化引起探测视角内排气容积包裹边界发生显著的改变,从而导致其方向性变化明显.同时喷管矢

量偏转时,高温排气在探测视角内的包裹边界增加,喷流红外辐射也呈现一定程度的增加.

3.2 排气系统红外辐射

图7为 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段排气系统总的红外辐射分布图.可以看出,在水平探测平面总红外辐射强度在 $-15^\circ\sim 0^\circ, 0^\circ\sim 15^\circ$ 范围内形成剧烈的衰减.随着俯仰偏转角的增加,暴露于探测视角内的排气系统高温壁面可视区域由于喷管俯仰的遮挡作用而大幅缩减,因此红外辐射峰值相对无矢量喷管呈现下降趋势,在俯仰偏转角为 15° 时可以相对降低35%,如图7(a)所示.在垂直探测平面,红外辐射强度峰值出现的探测角随着俯仰偏转角的

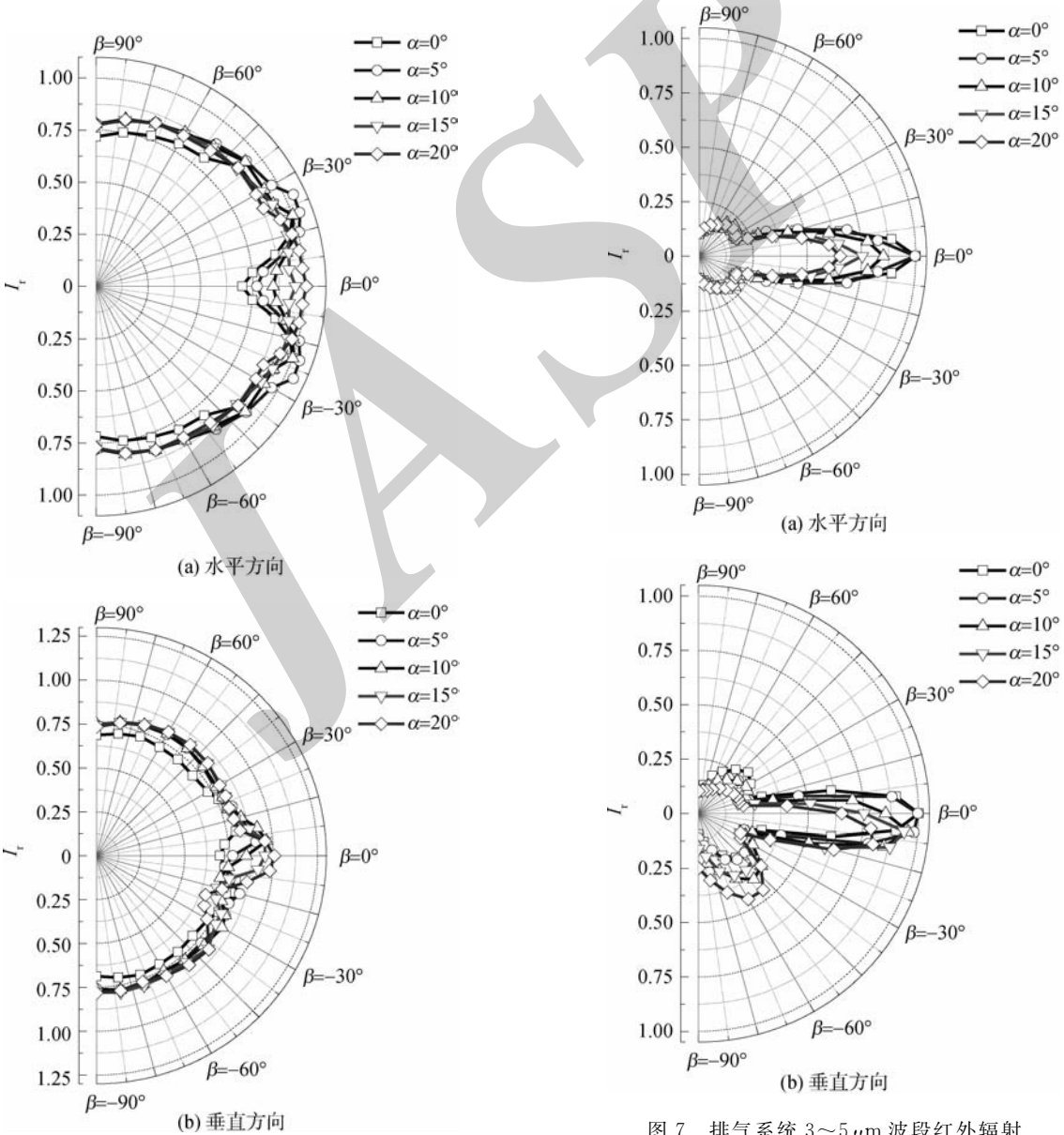


图 6 热喷流 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射

Fig. 6 $3\sim 5\mu\text{m}$ band infrared radiation of hot plume

图 7 排气系统 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射

Fig. 7 $3\sim 5\mu\text{m}$ band infrared radiation of exhaust system

增大而有所增加,但却小于喷管的俯仰偏转角.以 20° 俯仰偏转角为例,红外辐射强度峰值大约出现在偏离轴线 -7.5° 的探测方向,其相对无矢量偏转的红外辐射峰值约降低20%,如图7(b)所示.

一个值得关注的现象是,在大的俯仰偏转角下,排气系统在垂直探测平面上方的红外辐射较无矢量偏转情形有所降低,但在探测面下方却有明显的增强,在探测角为 -55° 附近导致另一个峰值的出现,见图7(b),第2峰值相对于该俯仰偏转角红外辐射最大峰值的比值约为0.56.这与探测视角接收的高温壁面区域密切相关,图8显示了喷管 20° 下俯仰偏转时,垂直探测平面不同探

测方向下的排气系统投影截面的固壁面静温视图.探测角为 -7.5° 时,可以捕捉到中心锥等高温部件的辐射;探测角为 -30° 时,只有球面收敛段壁面和火焰稳定器等温度相对较低部件的红外辐射可以被探测,红外辐射相对较低;在探测角为 -55° 时,尽管可视壁面的温度相对较低,但排气系统在探测方向的投影面积显著增加,同时部分二元扩张段内部壁面也在探测视角内,导致红外辐射较无矢量偏转情形增加显著.随着探测角进一步增大,对喷管内部的可探测面积趋于减少,红外辐射强度下降.



(a) $\beta=-7.5^\circ$



(b) $\beta=-30^\circ$



(c) $\beta=-55^\circ$

图8 不同探测角下固壁面静温视图

Fig. 8 Static temperature view of solid wall from different detecting angles

4 结 论

针对涡扇发动机全尺寸结构参数和地面状态参数,通过数值计算研究,分析了俯仰动作对球面收敛二元矢量喷管气动及红外辐射特性的影响.主要结论如下:

- 1) 球面收敛二元矢量喷管在俯仰偏转角小于 20° 范围内对推力系数和总压恢复系数的影响很小,气动推力矢量角几乎与俯仰偏转角相等.
- 2) 由于气体热辐射属于容积性辐射,喷流喷射方向的变化引起探测方向的高温排气包裹边界发生显著的改变,从而导致其红外辐射的方向性变化明显.喷管矢量偏转时,高温排气在探测视角内的包裹边界增加,喷流的红外辐射也呈现一定程度的增加.
- 3) 排气系统在 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射峰

值随俯仰偏转角的增加而趋于减小,其出现位置小于俯仰偏转角.在大的俯仰偏转角下,排气系统在垂直探测平面上方的红外辐射较无矢量偏转情形有所降低,但在探测面下方却有明显的增强,导致另一个峰值的出现.

参考文献:

[1] Gutierrez J L. First full scale engine evaluation of an IHPTET exhaust nozzle technology demonstrator [R]. AIAA 95-2747, 1995.

[2] 梁春华,靳宝林,李雨桐.球形收敛调节片矢量喷管的发展[J]. 航空发动机, 2002(3): 55-58.

LIANG Chunhua, JIN Baolin, LI Yutong. Development of spherical convergent flap nozzle [J]. Journal of Aero-engine, 2002(3): 55-58. (in Chinese)

[3] Meyer B E, Maclean M K. Scale model test results for several spherical/two-dimensional nozzle concepts [R]. AIAA

- 93-2430,1993.
- [4] Wing D J. Static thrust and vectoring performance of a spherical convergent flap nozzle with a nonrectangular divergent duct[R]. NASA TP-1998-206912,1998.
- [5] 郑礼宝,张靖周. 矢量二元收扩喷管热射流复杂流场特征研究[J]. 流体力学实验与测量,2000,14(2):26-30,48. ZHENG Libao,ZHANG Jingzhou. Investigation of hot-jet characteristics of 2-D C-D vectoring nozzle[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics,2000,14(2):26-30,48. (in Chinese)
- [6] 宋洁,王强. 复杂形式球型收敛调节片喷管内流场计算及分析[J]. 航空动力学报,2007,22(8):1325-1329. SONG Jie,WANG Qiang. Numerical investigation on internal flow of a spherical convergent flap nozzle with complex geometry[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(8):1325-1329. (in Chinese)
- [7] 王宏亮,张靖周,单勇. 球型收敛调节片喷管静态内性能数值研究[J]. 推进技术,2008,29(4):443-447. WANG Hongliang,ZHANG Jingzhou,SHAN Yong. Numerical study on static internal performance of spherical convergent flap nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology,2008,29(4):443-447. (in Chinese)
- [8] Paterson J. Overview of low observable technology and its effects on combat aircraft survivability[J]. Journal of Aircraft,1999,36(2):380-388.
- [9] Mahulikar S P,Sonawane H R,Rao G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences,2007,43(7):218-245
- [10] 张小英,王先炜. 轴对称矢量喷管红外特性的数值计算研究[J]. 航空动力学报,2004,19(3):366-369. ZHANG Xiaoying,WANG Xianwei. Numerical research of infrared characteristics of axial-symmetrical vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power,2004,19(3):366-369. (in Chinese)
- [11] 刘友宏,邵万仁,张锦绣. 发动机排气系统及尾喷流的流场和红外特征数值模拟[J]. 航空动力学报,2008,23(4):591-597. LIU Youhong,SHAO Wanren,ZHANG Jinxiu. Numerical simulation of flowfield and infrared characteristics of an aeroengine exhaust system and its plume[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(4):591-597. (in Chinese)
- [12] 陈俊,吉洪湖. 二元塞式喷管红外特征及壁面降温的红外抑制效果计算[J]. 航空动力学报,2012,27(11):2429-2435. CHEN Jun,JI Honghu. Numerical simulation of the infrared radiation characteristics and infrared restraining effect of lower wall temperature for two-dimensional plug nozzle[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(11):2429-2435. (in Chinese)
- [13] ZHANG Jingzhou,PAN Chengxiong,SHAN Yong. Progress in helicopter infrared signature suppression[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2014,27(2):189-199.
- [14] 王宏亮,张靖周,单勇. 球型收敛调节片喷管红外特性数值研究[J]. 航空学报,2009,30(9):1576-1582. WANG Hongliang,ZHANG Jingzhou,SHAN Yong. Numerical study on infrared radiation characteristics of spherical convergent flap nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009,30(9):1576-1582. (in Chinese)
- [15] PAN Chengxiong,ZHANG Jingzhou,SHAN Yong. Modeling and analysis of helicopter thermal and infrared radiation[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2011,24(5):558-567.

(编辑:王碧珺)